

9-2-2020

## Control Law Research and Design of Large Commercial Civil Aircraft for Oscillatory Failure

Ziyu Yao

*Department of Mechanics and Engineering Science, Fudan University, Shanghai 200433, China;*

Jianliang Ai

*Department of Mechanics and Engineering Science, Fudan University, Shanghai 200433, China;*

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

---

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

---

# Control Law Research and Design of Large Commercial Civil Aircraft for Oscillatory Failure

## Abstract

**Abstract:** The oscillatory failure often occurs because of the electronic equipment failure or the structure vibration in the modern commercial civil aircraft. The solution to the problem needs lots of sensors and control controllers and it make the control structure complex and leads to further fault. The mathematical model including the servo loop was built and the *analytical redundancy* was used for the *fault detection*. A *combined control law* was designed based on the detection result that was the residual of the servo signal and the state quantities. The design improves the control structure of the EFCS feedforward channel and the simulation result shows that the problem of the oscillatory is *well solved*. It provides reference for the designer of the commercial civil aircraft.

## Keywords

commercial civil aircraft, analytical redundancy, oscillatory failure, combined control law

## Recommended Citation

Yao Ziyu, Ai Jianliang. Control Law Research and Design of Large Commercial Civil Aircraft for Oscillatory Failure[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(2): 295-302.

## 大型商用民航飞机振动故障控制律研究与设计

姚子羽, 艾剑良

(复旦大学力学与工程科学系, 上海 200433)

**摘要:** 现代大型商用民航飞机存在由于内部电子设备故障以及结构自振引发的振动故障, 而现有的解决方法需要运用大量传感器以及控制器, 这导致控制结构变得非常复杂和衍生故障的发生。为了解决这一问题, 基于包含商用民航飞机伺服系统在内的飞机控制回路数学模型, 运用其解析冗余进行故障分析; 同时基于伺服回路解析冗余残差以及动力学模型状态量残差设计了前馈通道/反馈通道组合控制规律, 改进简化了传统电传操纵系统中的多陷波结构。仿真结果表明: 基于大型商用民航飞机的解析冗余的故障检测方法而设计的控制律可以有效解决各个频率下的飞机振动故障问题, 同时不会对飞行员正常操纵带来不利影响。可为大型商用民机的控制律设计者提供参考。

**关键词:** 大型商用飞机; 解析冗余; 振动故障; 组合控制

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2015) 02-0295-09

## Control Law Research and Design of Large Commercial Civil Aircraft for Oscillatory Failure

Yao Ziyu, Ai Jianliang

(Department of Mechanics and Engineering Science, Fudan University, Shanghai 200433, China)

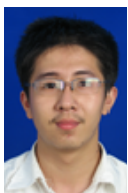
**Abstract:** The oscillatory failure often occurs because of the electronic equipment failure or the structure vibration in the modern commercial civil aircraft. The solution to the problem needs lots of sensors and control controllers and it make the control structure complex and leads to further fault. The mathematical model including the servo loop was built and the *analytical redundancy* was used for the *fault detection*. A *combined control law* was designed based on the detection result that was the residual of the servo signal and the state quantities. The design improves the control structure of the EFCS feedforward channel and the simulation result shows that the problem of the oscillatory is *well solved*. It provides reference for the designer of the commercial civil aircraft.

**Keywords:** commercial civil aircraft; analytical redundancy; oscillatory failure; combined control law

## 引言

现代大型商用民航飞机通常采用电传操纵系统(EFCS)进行操控。从早期的空客 A310 飞机的辅助操纵面, 到如今的先进的 A380 客机的全操纵面电传操纵, 商用飞机的控制系统呈现出一种结构复

杂化, 功能部件数量扩大化, 信号通道交叉化的特点<sup>[1]</sup>。由于飞机的大型化带来的此种特点, 使得飞机故障的产生也越来越频繁。所以现代大型民用客机的控制律都是以故障检测为基础的容错控制。现在应用于工程的容错控制主要在控制舵面出现卡死、漂浮、以及操纵效率损失的故障下进行检测以及鲁棒性设计或者重构控制, 目前较多研究的有多控制面伪逆法, 神经网络法,  $H_{\infty}$ 法, 人工智能法, 自适应控制等<sup>[2]</sup>。而关于舵面的其他故障, 比如振动故障的容错控制, 国内外的文献鲜有提及, 而这



作者简介: 姚子羽(1989-), 男, 江苏常州人, 博士生, 研究方向为飞行力学与飞行控制; 艾剑良(1965-), 男, 江西人, 教授, 博导, 研究方向为飞行力学与飞行控制。

收稿日期: 2014-02-12 修回日期: 2014-04-08

基金项目: 973 计划 (2010CB734102)

<http://www.china-simulation.com>

种故障对飞机的飞行安全可能带来非常大的影响。如果解决不当,可能导致飞机结构破坏或者飞行失控等后果。因此,对该问题的研究对于大型民用飞机的设计而言十分必要。

本文的设计将以振动故障问题作为解决目标,借鉴空客 A380 的伺服故障检测思路,并在此基础上扩展到全机模型的状态量故障检测以完善其故障检测方法,并寻求设计一种基于少量传感器检测的伺服/飞行控制回路的组合控制律,以更好地解决大型商用飞机的振动故障问题。并将在伺服回路以及飞机动力学数学模型上验证设计的合理性。

## 1 振动故障产生的原因

传感器故障。现代大型商用飞机上为了监控与检测飞行状态,设计者运用了大量的电子传感器。一旦某个传感器发生故障,该传感器无法正常工作的同时会产生表征其电子特性的周期性故障信号(一般为正弦或余弦)<sup>[3]</sup>,并且传递到与之关联的飞机控制前向通道。由于飞机前向通道的高增益特性,故障信号会导致飞机控制舵面在正常偏转同时附加高幅值的周期振动,从而导致振动故障的发生。

结构自振。在大型商用飞机控制律设计时,视飞机为刚体,但现代飞机由于采用细长的机身和相对厚度较小的机翼,使得飞机刚度下降,因此飞机在飞行时除了刚体运动模态还包括其结构弹性模态。这种结构弹性很容易被飞机角速度陀螺感受并且将这种振动信号引入电传操纵系统,通过前向通道的高增益导致闭环系统耦合发散振荡,从而引发舵面振动故障<sup>[4]</sup>。

气动弹性。其产生振动故障的原理与结构自振类似,即由于飞机的局部结构弹性模态受到外部气动力的作用产生振动,并通过前向通道影响伺服回路指令输出或者直接影响舵面偏转,进而引发舵面振动故障。

无论振动故障以何种原因引发,其故障信号往往都将通过前向通道与伺服回路,因此大型商用飞机的伺服回路与开环动力学模型的建模将是本文振动故障控制律设计的基础。

## 2 大型民用飞机操纵系统数学模型

### 2.1 大型民用飞机的伺服系统

一般飞机的伺服回路体现一阶惯性环节的特性。不过大型民用飞机由于其结构以及功能的复杂性,其伺服回路的特性与一般飞机有所不同。以空客 A380 飞机为例,其动力来源包含液压,机械备份以及液-固混合模式,而其控制面铰链力矩对不同通道的反馈力参数不同,所以使得空客 A380 的伺服呈现出一种强烈的非线性特性。空客公司的设计师 Philippe Goupil 通过大量的实验以及理论推导,给出了空客 A380 飞机采用的伺服回路的数学模型<sup>[5]</sup>如下。

该舵机模型的解析冗余模型是一个非线性模型,为了研究方便,将其中一些参数设置为定值,对其进行线性化分析,可以得到该伺服模型的 bode 图如图 1。

$$\dot{x}(t) = K_{cl}K(u(t) -$$

$$x(t)) \sqrt{\frac{\Delta P - \frac{F_{aero}}{S}}{\Delta P_{ref} + \frac{K_a(K_{cl}K(u(t) - x(t)))^2}{S}}} \quad (1)$$

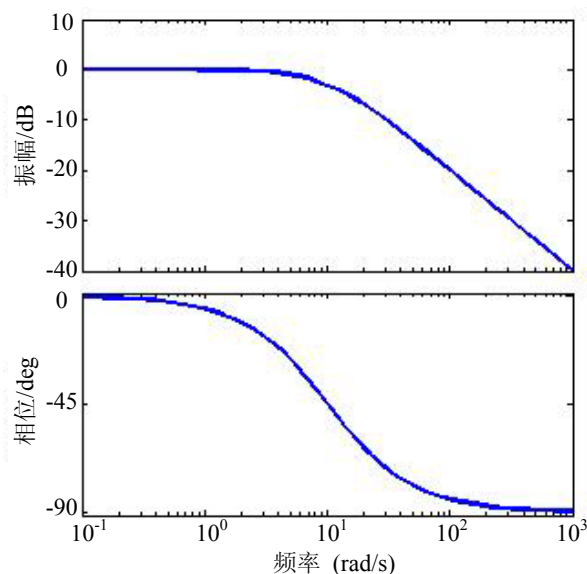


图1 空客伺服回路幅频特性/相频特性图

从系统的 Bode 图可以看出, 大型民机的伺服系统具有低通高阻的特性, 所以高频的振动故障信号即使不增加控制器也可以自然滤去故障影响。文献指出, 一般而言, 这种伺服系统的截止频率为 10 Hz<sup>[3]</sup>, 所以本文研究的振动故障的频率区间为 [0, 10 Hz] 即可。

## 2.2 飞机飞行动力学模型

对于大型商用民用飞机而言, 其进近阶段处于人工驾驶模式, 这种模式下由于有飞行员的参与调整, 振动故障可以被飞行员的操纵信号抵消, 其影响不会很大<sup>[1]</sup>。而巡航阶段, 飞行模式一般会调整为自动驾驶模式, 即保持一定的高度与速度进行定直平飞。此时如果产生振动故障, 则可能对飞机的飞行状态产生较大的影响, 减少飞行舒适程度, 严重时会影响飞行安全。所以巡航飞行任务段是振动故障处理中我们关注的焦点。

对于商用飞机的巡航阶段而言, 其高度速度稳定, 气动导数变化较小。因此, 以定直平飞状态作为基准平衡点, 在此基准点附近进行小扰动分析的线性化方法适合此问题的研究。非线性方程的线性化的简化详见参考文献<sup>[6]</sup>。本文采用的线性化动力学模型如下。

其动力学方程为:

$$\begin{aligned}
 & m(\cos \alpha_0 \dot{V} - V_0 \sin \alpha_0 \dot{\alpha} + w_0 q) = \\
 & \left( \frac{2mg \sin \theta_0}{V_0} + \frac{1}{a} C_{LM} \bar{q} S - \frac{1}{a} C_{DM} \bar{q} S \right) V + \\
 & (C_D \sin \alpha_0 - C_{D\alpha} + C_{L\alpha} + C_L \cos \alpha_0) \bar{q} S \alpha + \\
 & C_{Lq} \frac{c}{2V_0} \bar{q} S \dot{\alpha} + \\
 & C_{L\delta e} \bar{q} S \delta e m (V_0 \dot{\beta} + u_0 r - w_0 p) = \\
 & (C_{y\beta} - C_D) \bar{q} S \beta + mg \cos \theta_0 \phi + C_{y\delta r} \bar{q} S \delta r \\
 & m(V_0 \cos \alpha_0 \dot{\alpha} + \sin \alpha_0 \dot{V} - u_0 q) = \\
 & \left( \frac{-2C_D}{V_0} \sin \alpha_0 - \frac{1}{a} C_{DM} \sin \alpha_0 \right. \\
 & \left. - \frac{1}{a} C_{LM} \cos \alpha_0 - 2 \frac{C_L}{V_0} \cos \alpha_0 \right) \bar{q} S V \quad (2)
 \end{aligned}$$

绕质心转动线性化动力学模型为:

$$\begin{aligned}
 I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} &= \left( C_{l\beta} \beta + C_{lp} \frac{pb}{2V_0} + C_{lr} \frac{rb}{2V_0} + \right. \\
 & \left. C_{l\delta a} \delta a + C_{l\delta r} \delta r \right) \bar{q} S b \\
 I_y \dot{q} &= (C_{m\alpha} \alpha + C_{m\dot{\alpha}} \frac{\dot{\alpha} c}{2V_0} + C_{mq} \frac{qc}{2V_0} + C_{m\delta e} \delta e) \bar{q} S c - \\
 I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} &= (C_{n\beta} \beta + C_{nr} \frac{rb}{2V_0} + \\
 & C_{nr} \frac{rb}{2V_0} + C_{n\delta a} \delta a + C_{n\delta r} \delta r) \bar{q} S b \quad (3)
 \end{aligned}$$

绕质心转动运动学方程:

$$\begin{aligned}
 \dot{\psi} &= r / \cos \theta_0 \\
 \dot{\theta} &= q \\
 \dot{\phi} &= p + \theta_0 r \quad (4)
 \end{aligned}$$

导航方程:

$$\begin{aligned}
 \dot{z} &= V_0 (\theta - \alpha) \\
 \dot{y} &= V_0 (\psi - \beta) \quad (5)
 \end{aligned}$$

模型中涉及的参数以及其含义如表 1 所示, 相关气动参数如表 2, 3 所示。

表1 参数表

$u$	X 轴速度分量(体轴)	$\psi$	偏航欧拉角(体轴)
$v$	Y 轴速度分量(体轴)	$\theta$	俯仰欧拉角(体轴)
$w$	Z 轴速度分量(体轴)	$\phi$	滚转欧拉角(体轴)
$p$	X 轴角速度分量(体轴)	$x$	飞机前向位移(地轴)
$q$	Y 轴角速度分量(体轴)	$y$	飞机侧向位移(地轴)
$r$	Z 轴角速度分量(体轴)	$z$	飞机垂向位移(地轴)
$I_x$	X 轴转动惯量(体轴)	$I_y$	Y 轴转动惯量(体轴)
$I_z$	Z 轴转动惯量(体轴)	$I_{xz}$	对称面内转动惯量(体轴)
$N$	偏航力矩(体轴)	$V_0$	飞行初始总速度
$\alpha_0$	飞行初始迎角	$\theta_0$	飞行初始俯仰角
$u_0$	初始 X 轴速度分量(体轴)	$v_0$	初始 Y 轴速度分量(体轴)
$w_0$	初始 Z 轴速度分量(体轴)	$\delta_e$	飞机升降舵输入
$\delta_a$	飞机副翼输入	$\delta_r$	飞机方向舵输入

由于飞机的前向位移与控制律的设计关系不大, 为了化简运算, 不予考虑。因此整个的飞行动力学模型包含 11 个状态量以及 3 个控制量。其中涉及的参数因飞机不同而异, 本文建模使用的参数取自 B-747 大型商用民航客机。B-747 是一款经典的商用民航飞机, 自 1970 年投入服务后, 到空客 A380 投入服务之前, B-747 保持全世界载客量最

高飞机的纪录长达 37 年，而 B-747 的各项参数早已公布，基于此，本文选取 B-747 作为研究对象。

表 2 纵向气动参数

纵向	$C_L$	$C_{L\alpha}$	$C_{D\alpha}$	$C_{m\alpha}$	$C_{L\dot{\alpha}}$	$C_{m\dot{\alpha}}$	$C_{Lq}$
数值	0.5	5.5	0.47	-1.6	0.006	-9.0	6.58
纵向	$C_{mq}$	$C_{LM}$	$C_{DM}$	$C_{mM}$	$C_{L\delta e}$	$C_{m\delta e}$	
数值	-25	0.2	0.25	-0.10	0.3	-1.2	

表 3 横航向气动参数

横向	$C_D$	$C_{y\beta}$	$C_{l\beta}$	$C_{n\beta}$	$C_{lp}$	$C_{np}$	$C_{lr}$
数值	0.042	-0.85	-0.10	0.20	-0.30	0.2	0.2
横向	$C_{nr}$	$C_{l\delta a}$	$C_{n\delta a}$	$C_{y\delta r}$	$C_{l\delta r}$	$C_{n\delta r}$	
数值	-0.325	0.0014	0.003	0.075	0.005	-0.109	

由于振动故障往往产生在自动驾驶的巡航阶段，所以本文采用 B-747 的巡航气动参数，即马赫数  $M=0.85$ ，高度  $H=40\,000\text{ ft}=12\,196\text{ m}$  的高空的参数。将参数代入上述方程，采用 4 阶龙格库塔方法求解该微分方程组，即可得到需要观察的飞行状态变化。习惯上，我们将飞机的小扰动微分方程通过简化分离分为纵向与横向两部分。以纵向为例，包含速度、迎角、俯仰角、俯仰角速度以及高度的方程可单独分离求解。代入参数可将方程化为：

$$\dot{X} = \mathbf{A}X + \mathbf{B}\delta \quad (6)$$

其中： $X$  为纵向状态量向量； $A$  为纵向状态空间矩阵； $B$  为输入矩阵； $\delta$  为控制变量。方程两边进行拉普拉斯变换，即可得到纵向方程的特征方程。特征方程的解反映飞机纵向的频率特性。将表中的纵向参数代入方程，得到特征值为：

$$\begin{cases} \lambda_1 = 0 \\ \lambda_{2,3} = -2.2566 \pm 2.7261i \\ \lambda_{4,5} = -0.0473 \pm 0.0827i \end{cases} \quad (7)$$

其中： $0$  根对应垂直方向上的积分运动，两对共轭复根对应飞机纵向的长周期与短周期阻尼震荡运动。其中短周期阻尼震荡周期为  $1.778\,4\text{ s}$ ，阻尼比  $0.638$ ；长周期阻尼震荡周期为  $65.96\text{ s}$ ，阻尼比  $0.49$ 。相似的，飞机横航向方程的特征根分别对应其滚转模态、螺旋模态以及荷兰滚模态。

纵向线性化小扰动方程的初始条件一般为飞机在某一高度保持定直平飞状态。在定直平飞状态

下，飞机的飞行状态保持不变，线性化方程的输出为  $0$ 。一旦有扰动或者故障，飞机的飞行状态就会发生变化。在飞行控制输入中加入故障信号激励（本文中为正弦激励），输出即为故障下的飞机状态变化，由于基准态输出为  $0$ ，此输出即为解析冗余的残差。因此，采用线性化的飞行动力学模型，可以将整个系统的结构大大简化。而由于定直平飞的初始状态要求和巡航模式下飞机的飞行状态一致，所以采用此方法建立数学模型，并对其输出进行分析是合理的。

### 3 故障检测方法与控制律设计

#### 3.1 故障检测思路

控制律中故障检测部分的设计思路主要基于空客 A380 伺服回路的故障检测方法，即基于解析冗余的检测方法。空客的控制系统通过对其伺服回路的解析冗余解算，将其结果与舵面偏转传感器检测信号进行实时对比，即可得到舵面偏转残差以检测伺服回路的故障情况<sup>[3]</sup>。在伺服回路保持空客公司故障检测结构的基础上，本文运用大型商用飞机的动力学解析冗余，即对飞机动力学模型进行解算，并将其与传感器检测的飞行状态进行对比，得到表征故障特性的残差信号。这种故障检测思路扩展了空客振动故障检测的范围，并且由于双重检测回路的存在增加了故障检测的可靠性。

由于建模误差和检测误差的存在，在本文的故障检测中将给予空客公司黄金准则中的阈值设计法设置残差阈值以减少误报的概率<sup>[1]</sup>。并且建模误差和检测误差被处理为高斯白噪声，而为了处理这些误差带来的影响，本文采用自主设计的阈值滤波模块和最优卡尔曼滤波模块进行信号的滤波处理，以获得真实的反馈状态以及状态残差。

#### 3.2 故障信号的分析

振动故障相当于在飞机系统外部增加了一个周期性的激励源，基于受迫振动的知识其稳态响应也是一个周期性信号，其频率与激励源相等。由于建模误差以及检测误差的存在，即使设计了 kalman

滤波器以减少其影响, 运用解析冗余得到残差信号的幅值以及相位也已经无法正确反映故障特征。而一般而言建模误差与检测误差的功率谱为一较小的常数, 因此通过频率检测方法得到的残差信号频率特性与真实的频率特性曲线是一致的。因此, 振动故障的源频率可以通过分析检测残差信号频率特性正确获得。

目前工程上可以满足实时检测信号频率的方法主要有实时频谱仪与 1-PLL, 实时频谱仪的原理来自于 FFT, 即快速傅里叶变换: 傅里叶变换的快速算法, 独特的蝶算方式大大减少了傅里叶变换的运算量, 并且减少了其采样时间, 达到一种离散的实时仿真的效果。1-PLL 一般应用在无线电通讯中, 可以锁定某信号的频率信息。1-PLL 实际上是一种 PID 控制方法, 通过调整其内部的 PID 参数, 可以使得输出信号的频率逐渐和输入信号相同, 并且得到该频率。通过对前文中所提及的伺服回路的幅频特性分析, 可知该伺服回路具有较好的低通高阻特性, 其截止频率在 10 Hz 左右, 所以在本文中的 1-PLL 中, 其频率上限可设置为 10 Hz, 在无故障时输出为 10, 不影响飞机的正常操纵, 而一旦有故障产生, 其输出将逐渐锁定在故障频率, 并且决定改进陷波器的中心频率的数值。图 2 即为 1-PLL 在输入频率为 7 Hz 时其输出锁定频率的情况。

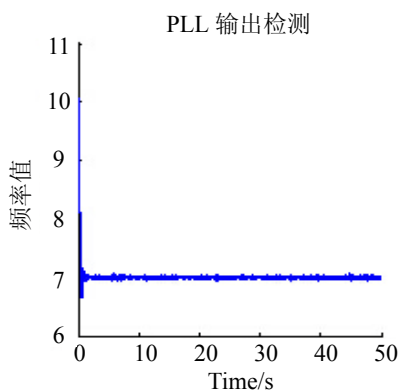


图 2 PLL 锁定 7Hz 示意图

从图 2 中可知, PLL 模块可以迅速将输入信号的频率锁定在其实际频率 7 Hz 附近, 可为陷波器实时提供故障信号的中心频率。

针对单一振动故障而言, 使用 PLL 的频率锁定功能可以实时地检测故障的频率。飞机上的故障一旦检测出来, 可以根据其固有频率进行相关结构的故障的分离。而针对同时发生的多故障问题, 则可以通过实时频谱仪进行频谱分析, 然后利用多个结构陷波进行故障容错控制, 即可达到与单一故障相似的控制效果。

### 3.3 前馈通道设计

前文分析可知, 振动故障的信号往往会传递到飞机控制系统前馈通道进而影响飞机飞行。现有的解决方法是在所有传感器与前馈通道的连接中增加一个结构陷波器, 功能类似于点陷带阻滤波器, 其中心频率为传感器的固有电子频率。而大型商用民航飞机中的传感器数量数以万计, 因此现有的方法的缺陷也是显然的, 即结构复杂、成本高、二次故障率高等等。而为了解决这一问题, 本文的前馈通道设计中去除了所有与前馈通道相连接的结构陷波器<sup>[7]</sup>, 取而代之的是少量自行设计的中心频率跟踪陷波器。运用前文中故障检测分析得到的振动故障的频率, 将此作为中心频率参数传递到控制器中, 即可对这种频率的故障信号进行滤波控制。中心角频率为  $\omega$  的陷波传递函数为:

$$\frac{K(s^2 + \omega^2)}{(s^2 + 2\pi\mu s + \omega^2)} = \frac{R(s)}{u(s)} \tag{8}$$

本文中的中心频率跟踪陷波器的设计将上述传递函数转化为状态空间矩阵并设置故障信号的频率为输入变量决定陷波器的中心频率。假设中心频率为 7Hz, 其 bode 图如图 3 所示。

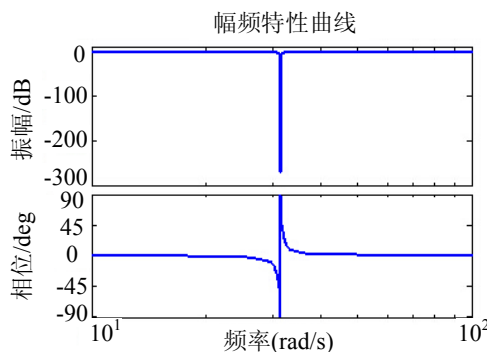


图 3 中心频率 7 Hz 结构陷波幅频特性/相频特性图

可以看出, 在其中心频率附近, 信号的幅值会急剧下降, 所以一旦故障检测锁定了频率信息, 陷波器的功能是可以滤去该频率的信号, 使得前馈通道的故障不会通过伺服系统传递给飞机舵面, 从而影响整个飞机的飞行状态。

### 3.4 反馈回路设计

根据民航《运输类飞机适航标准-CCAR-25-R4》的第 25.181 条以及 25.251 条规定, 在纵向受到周期性影响时必须施加重阻尼或者其他方法消除抖振以及周期运动现象。根据此规定, 除了开环滤波控制, 闭环缓和控制也是必要的。根据 2.2 节的计算结果可知, 开环模型的纵向长周期阻尼比相对较小。因此, 对于这种频率下的振动故障的系统共振响应会很大。很容易造成危险。现代大型商用民航的控制系统由于大多数会放宽其静稳定裕度, 所以为了保证低速下的稳定性都设计使用了纵向增稳器以改善其短周期频率和阻尼比<sup>[5]</sup>。基于纵向开环模型的特点以及已有的现代大型民机上的纵向控制器, 本文中的纵向反馈回路控制器设计主要针对其长周期参数以改善其阻尼比, 减少由于振动故障带来的影响。反馈通道设计主要基于早期 F16 的纵向控制律设计思路, 即通过长周期传递函数特性, 引入俯仰角和空速的反馈, 使得其长周期阻尼比达到最佳阻尼比 0.707 甚至更高<sup>[6]</sup>, 以改善其长周期故障响应。

此外, 由于状态量的检测依赖传感器, 所以实际运用中必然出现检测噪声, 与前文中提及的建模误差类似地, 处理为高斯白噪声。而且状态量的检测在解析冗余中也是故障检测的一部分, 所以反馈通道也包含报警检测模块<sup>[8]</sup>, 根据预先设置的阈值确定故障发生状况。所以完整的反馈通道包含检测警报模块, kalman 滤波模块以及状态反馈控制器模块。

无论是前馈控制律还是反馈控制实际上都无法从根本上解除故障, 不过一旦故障发生, 在控制律的作用下, 飞机将可以短时间内恢复到故障前的状态, 从本质上说这是一种基于故障检测的容错控制。而控制律中的报警模块记录也将在飞机安全落后帮助提供维修的信息。

### 3.5 控制系统的结构

整个系统的结构如图 4 所示, 包含 2 个故障检测回路和 2 个控制通道。伺服残差检测以及飞行动力学模型状态残差检测两个回路将解析冗余的解算结果以及传感器检测信号进行对比, 得到故障残差信号。此后, 通过故障信号的分析分别给前馈通道与反馈通道提供信息以驱动相应的控制器起作用, 达到对振动故障的控制效果。这也是本文控制律的设计思路以及工作过程。

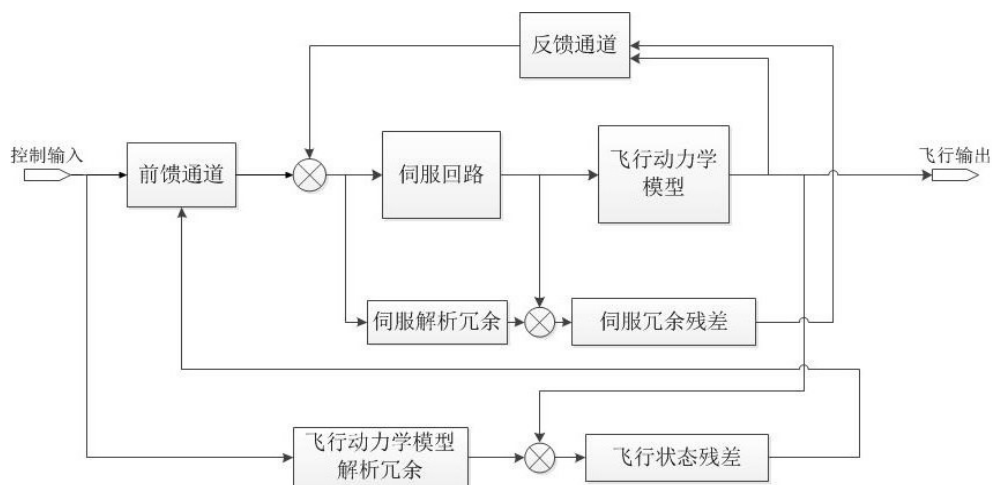


图 4 控制系统结构图



## 4 控制律仿真结果与分析

在振动故障频率与系统固有频率一致的情况下,会产生响应共振,这是振动故障最严重的情况。因此,在纵向模拟时的故障源输入应选特别取其固有频率的激励来检验控制律效果,同时应选择阶跃输入来检验控制律对飞行员正常操纵的影响。与此相同地,横向模型也可以根据其荷兰滚模态的数值进行类似数值仿真,其控制方法以及故障检测方法与纵向类似,限于篇幅在此不加赘述。

### 4.1 长周期故障

图 5 是开环模型与施加控制之后的仿真对比。从图中可以看出,长周期模态频率对纵向状态量的影响是巨大的,尤其是俯仰角以及由此影响的高度的变化,达到了难以接受的程度。而施加了控制器之后,除了开始由于锁相环锁定频率需要一段时间(至少一个周期),状态量依然有小幅震荡之外,之后的数值保持稳定并且在 0 点附近,说明控制之后飞机的状态可以恢复到故障发生之前。飞行高度变化大约 100 m,这对于巡航阶段飞行在大约 12 000 m 高空的商用民航飞机而言,误差在 1% 以下,可以视作保持平飞状态不变。

### 4.2 短周期故障

由于短周期模态的阻尼比较高,并且伺服系统具有低通高阻的特性,所以相对于长周期而言,状

态量的数值结果变化幅度小了很多,不过由于在系统固有频率附近,所以稳态的振动影响依然是剧烈的。而施加了控制器之后,和长周期模态类似地,开始时各个状态量会有变化,这是由于锁定故障频率需要时间所致。稳态的状态与发生故障前基本保持一致,即该控制律针对短周期频率故障也可以使之恢复到故障前的状态。

### 4.3 非共振频率故障

仿真实验结果表明在频率为 7 赫兹时,由于振动故障产生的飞机纵向状态的变化相对其初始状态较小,事实上,小于 10Hz 的其他非共振频率的振动故障的影响也不大,有些低于状态检测阈值的响应则可认为无故障发生,无需进行控制。其控制仿真结果也和长周期和短周期的仿真实验结果类似,即在飞机发生故障之后,飞行状态量迅速恢复到故障前。

### 4.4 阶跃响应

仿真阶跃响应的目的在于检验该控制器对于飞机正常操控的影响。飞行员正常操控的结果是使得控制面偏转一个角度,相当于在数学模型中引入一个阶跃输入信号。而由于飞机长周期与短周期模态的频率非常接近于零,是否会影响正常的飞行员操纵也是需要考虑的问题。具体的仿真结果如图 7 所示。

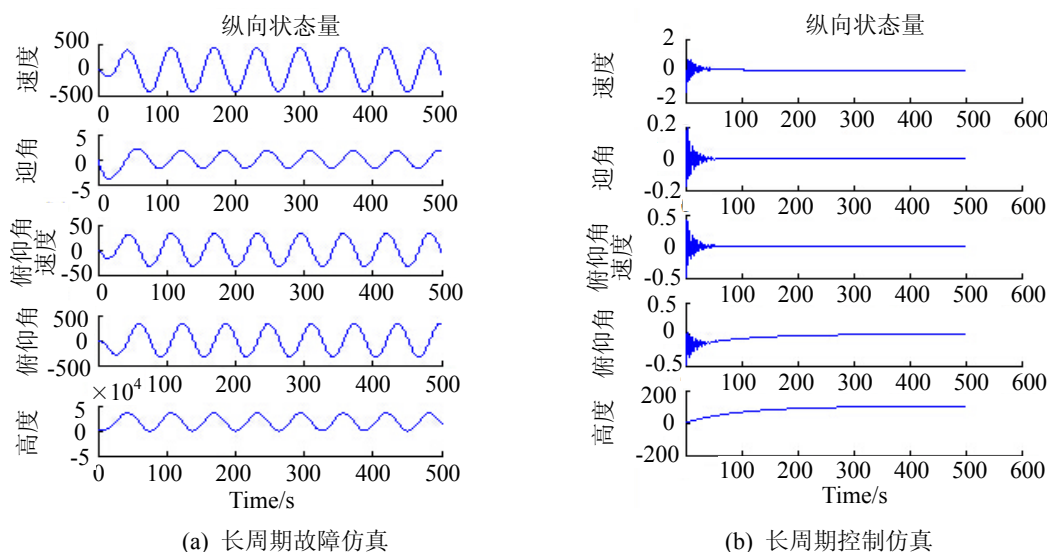


图 5 长周期频率故障与控制仿真结果

<http://www.china-simulation.com>

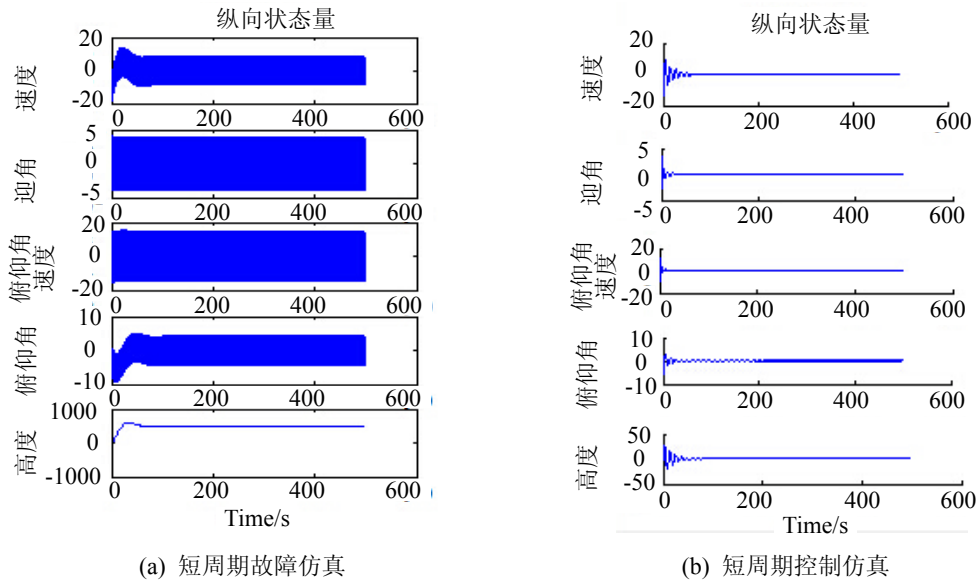


图 6 短周期频率故障与控制仿真结果

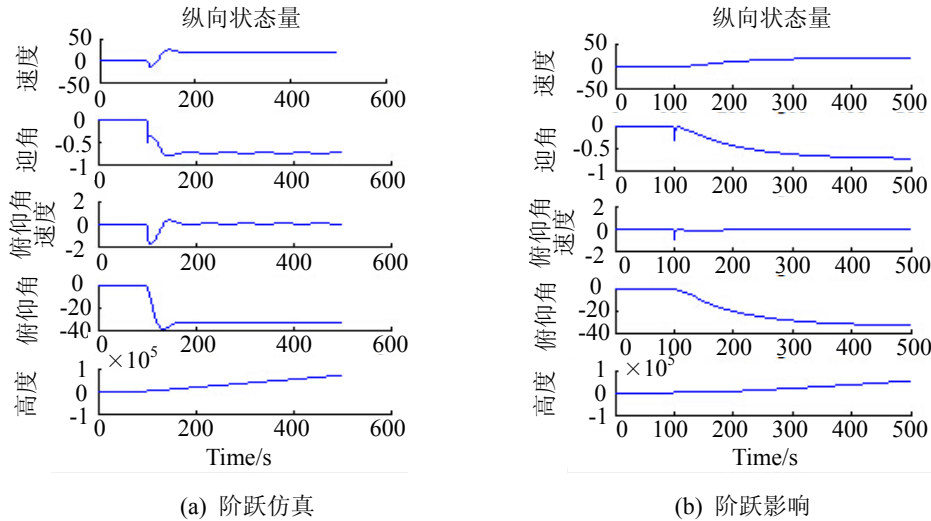


图 7 阶跃响应操纵下的开环结果与控制仿真结果

从结果可以看出, 稳态情况下施加控制与不施加控制的仿真结果是一致的。由于陷波器的施加以及反馈通道的作用使得系统纵向阻尼比的增加, 导致瞬时变化带来的影响得到了一定的迟滞作用。因此该控制律不仅不会影响稳态情况下飞行员的正常操纵, 并且可以改善由于瞬间操纵导致的飞机瞬态响应过大的不利影响, 改善了飞机的动态响应特性。

## 5 结论

1) 以解决大型商用民航飞机上的振动故障为目标, 基于现有文献, 明确了解决这一问题的意义。

2) 基于空客公司伺服回路的故障检测思路, 提出了一个基于全机动力学数学模型的故障检测方法, 将振动故障的检测从伺服回路扩展到全控制回路。

3) 改进了传统多陷波控制结构, 设计了基于故障检测结果的中心频率跟踪陷波控制器, 可对各种频率振动故障信号进行实时滤波控制。

4) 数值仿真结果显示: 振动故障在飞机固有频率附近时对飞机状态影响很大; 设计的控制律可以有效解决各个频率下的振动故障问题, 使飞机可以恢复到故障前的飞行状态。与此同时, 控制律不会影响飞行员的正常操纵。